

Title	人力飛行機のコクピット外殻の形状及び表面構造と抗力の関係について
Author(s)	廣川, 正太郎
Citation	令和元（2019）年度学部学生による自主研究奨励事業研究成果報告書
Issue Date	2020-06
oaire:version	VoR
URL	<a href="https://hdl.handle.net/11094/75989">https://hdl.handle.net/11094/75989</a>
rights	
Note	

*Osaka University Knowledge Archive : OUKA*

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

Osaka University

## 2019年度大阪大学未来基金【住野勇財団】学部学生による自主研究奨励事業研究成果報告書

ふりがな氏名	ひろかわ しょうたろう 廣川 正太郎	学部 学科	工学部 地球総合学科	学年	2 年
ふりがな 共 同 研究者氏名	きつかわ たけちか 橘川 武知	学部 学科	理学部 化学科	学年	2 年
	いぐち そうた 井口 颯太		理学部 応用理工		2 年
	えぐち ゆうと 江口 優人		理学部 化学科		2 年
アドバイザー教員 氏名	おざき まさのり 尾崎 雅則	所属	工学研究科 電気電子情報工学専攻		
研究課題名	人力飛行機のコクピット外殻の形状及び表面構造と抗力の関係について				
研究成果の概要	研究目的、研究計画、研究方法、研究経過、研究成果等について記述すること。必要に応じて用紙を追加してもよい。(先行する研究を引用する場合は、「阪大生のためのアカデミックライティング入門」に従い、盗作剽窃にならないように引用部分を明示し文末に参考文献リストをつけること。)				
<p>1. はじめに</p> <p>私たちは大阪大学飛行機制作研究会に所属し、無尾翼人力飛行機という特殊な機体構造の飛行機で鳥人間コンテストへの出場、飛距離を伸ばすことを目的に活動している。そのために毎年機体の安定性の改善や新たな操舵機構の検討など改良を重ねてきた。今回の学生実験ではコクピットの外形について数値解析と風洞実験により理論的実験的に検討を行い、最適なコクピットを作成することで抗力を削減し飛距離を伸ばすことを目指す。</p> <p>2. 本実験の動機及び目的</p> <p>人力飛行機において空気抵抗つまり抗力の低減は、パイロットの負担を減らし長距離飛行を実現するという点で極めて重要である。その抗力を生み出す主な原因となる部分として、主翼のほかにコクピットの外殻(以下フェアリング)が挙げられる。しかしながら、これまで飛行機のフェアリングの設計や制作方法については、十分な検討がなされていない。そこで本実験において、フェアリングの形状と抗力の関係、およびフェアリングの表面構造(凹凸など)と抗力の関係を理論的、実験的に明らかにし、最適なフェアリングの形状を求めることを目的とする。</p> <p>3. 翼型解析シミュレーションソフト XFLR5 による数値解析</p> <p>私たちは前年度フェアリングの断面形状として採用していた翼型(naca64015a)について、下図のように最大翼厚比や翼厚を変更したものを用意した。以下では各翼型を以下のように呼ぶこととする。</p> <p>※最大翼厚位置と翼圧について</p> <p>翼厚とは翼弦(翼の前縁と後縁を結んだ線)と垂直に交わる直線の長さ、翼の厚みのことである。最大翼厚位置とは翼厚が最大となる位置のことであり、通常翼の前縁からみて翼弦の何%という風に表現することが多い。</p>					

表 1 実験で使用した翼型

Naca64015a からの変更点	名前
変更なし	normal
最大翼厚位置を 50%に変更	50max
最大翼厚位置を 60%に変更	60max
最大翼厚位置を 60%に変更、翼厚を 30%大きくした	130_60max



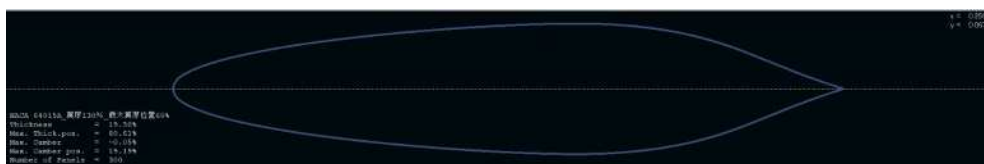
normal



50max



60max



130\_60max

図 1 実験で使用した翼型の画像

それぞれの翼型について迎角  $0^\circ$  で XFLR5 による数値解析を行った。またフェアリング表面に凹凸構造を施し表面の流れを乱流に遷移させた場合の抗力を考慮して、表面の流れを強制的に乱流に遷移させる位置(乱流遷移位置)を翼弦の 40%、50%、60%に設定し(図 2 参照)同じく迎角  $0^\circ$  で抗力の解析を行った。

乱流遷移位置が 40%の時は黄、50%の時は赤、60%の場合は青で着色された部分で表面の流れが強制的に乱流に遷移するとして解析を行った。

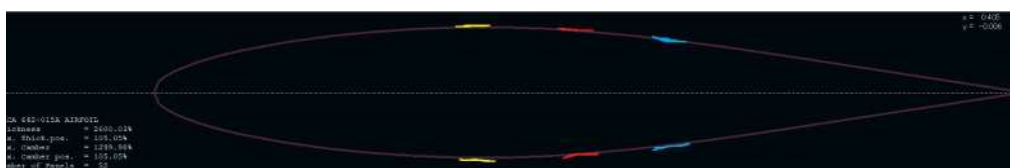


図 2 XFLR5 で設定した乱流遷移位置

下表がその結果である。130\_60max については値が発散してしまったため正確な結果が得られなかった。(黄色で色付けされた部分)

一列目が解析条件を表している。Normal は迎角  $0^\circ$  風速 7m/s レイノルズ数 1300000 ほかの条件はなし、40%、50%、60% はそれぞれ normal の条件に加え、翼の前からみて翼弦の 40%、50%、60% で強制的に表面の流れを乱流に遷移させる条件を加えたものである。

1 行目は解析した翼型の名前(表 1 参照)である。

表 2 XFLR5 による数値解析の結果

理論[N]	(n=2000)			
	normal	50max	60max	130_60max
normal	0.100048	0.104195	0.219278	2.0979582
40%	0.13039	0.139675	0.160099	0.0020339
50%	0.116062	0.122382	0.142104	0.0027669
60%	0.103725	0.106532	0.121102	0

#### 4. 風洞実験による抗力の測定

私たちは表 1 のそれぞれの翼型について図 1 のような模型を製作し大阪大学の研究用風洞にて風速 7m/s、迎角  $0^\circ$  で抗力を測定した。また同じくフェアリング表面に凹凸構造を施し表面の流れを乱流に遷移させた場合の抗力を考慮して、翼弦の 40%、50%、60% の位置に図 2 のような突起を 6cm ごとに取り付けることで表面の流れを乱流に遷移させ抗力を測定した。

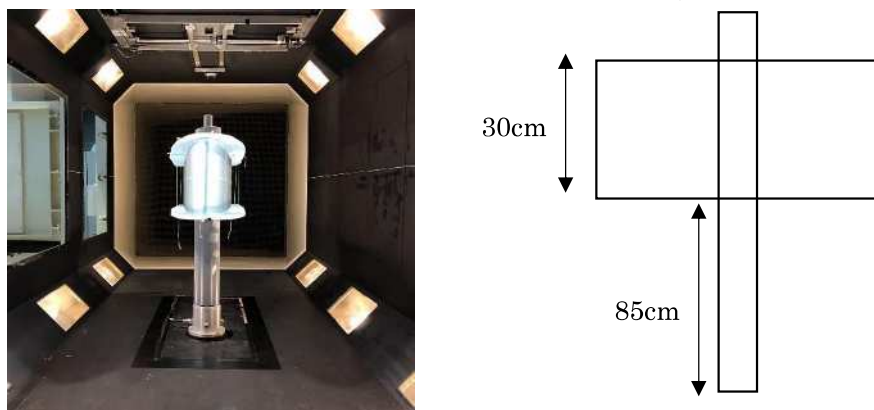
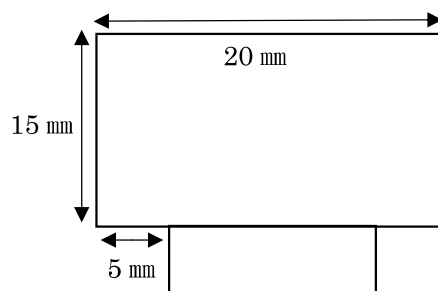


図 3 実験で使用した模型と正面からみた図



実験に使用した模型を上から眺めたとなると画像のようになり、突起を設置する位置は(前縁から見て翼弦の)40%の時黄、50%の時赤、60%の時青の位置に左右対称となるよう取り付けました。

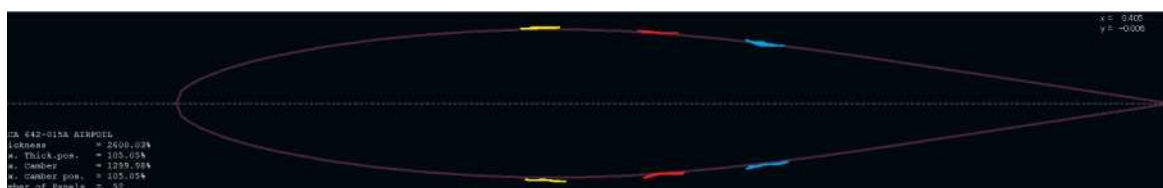


図 4 翼表面に配置した突起と設置する位置

結果は下表のようになった。単位は上表と同じく N である。

一列目が実験条件を示している。Normal が迎角  $0^\circ$  風速 7m/s、40%50%60%はそれぞれ翼先端から見て翼弦の 40%50%60%に図 2 に示した突起を配置して、表面の流れが乱流に遷移するようにした。この条件は数値解析において強制的に乱流に遷移させた条件と対応している。

2 列目は解析した翼型の名前(表 1 参照)である。

表 3 風洞実験の結果

実際[N] (n=2000)

	normal	50max	60max	130_60max
normal	2.57356	3.67522	3.81844	3.70647
40%	2.57894	3.5714	3.95448	4.07645
50%	2.57969	3.73225	3.8348	4.09432
60%	2.60449	3.62253	3.85568	4.0582

#### 4. 各結果についての考察

##### ①XFLR5 の数値解析結果について(表 2)

最大翼厚位置と抗力については、130\_60max のデータが欠けているものの最大翼厚位置が後退するにつれて抗力は増加する傾向にあると言える。一般に翼表面の流れは翼の後ろになるにつれ境界層の厚みが増し剥離しやすくなる。また翼表面の流れが周りの流れより遅いとき剥離が起きやすい状態となる。このことから翼の後方に最大翼厚位置がある場合は境界層が厚く周りの流れが加速したとき剥離しやすい状態にあるため表面の流れが剥離し大きな抗力を生む傾向があると考えられる。

また乱流遷移位置と抗力については、normal,50max においては元の抗力より上がっているが、すべての翼に共通して 40%の抗力が最も大きく、続いて 50%、60%となっている。一般に翼表面の流れが層流の場合と乱流の場合では乱流の場合のほうが表面の剥離を遅らせることができる。このことから解析の結果を考察すると元の翼の剥離点が翼弦の 60%付近に存在し、その付近の流れを乱流に遷移させることで層流の場合に比べ剥離を遅らせることができた結果であると考えられる。40%,50%ではもともと層流であった場所も乱流に遷移させてしまったことで抗力が増しているものと考えられる。

##### ②風洞実験での実験値について(表 2、表 3)

2 でのシミュレーションソフトによる数値解析と 3 での風洞実験での結果を比較すると大きな差が生じているがこれは風洞実験の際に翼表面から断面へ表面の流れが流れて行ってしまうことや模型が振動することによる系統誤差であり考察には影響がないと考えられる。また 3 において normal の結果がほかの結果に比べ 1 N ほど小さくなっているが、数値計算ではそこまでの差が出ていないことを考えると、これも模型を製作する際に使用したパイプが異なることに起因する系統誤差であると考えられる。

実験値においても①で述べたように最大翼厚位置が 40%50%60%と後退するとともに抗力が増す傾向が見て取れる。変化量についても①の理論値とおおむね合致しているため、この変化は①で述べた事が原因で起こっていると考えられる。また乱流遷移位置と抗力については①でみられ

るような効果を確認することができなかった。考えられる理由としては乱流発生装置の大きさや数が不十分であり乱流に遷移させられなかったことがあげられる。

## 5. まとめ

本実験では最大翼厚位置と抗力の関係、乱流遷移位置と抗力の関係について風洞実験を行い、考察を行った。最大翼厚位置と抗力の関係については理論と実験が合致したが、乱流遷移位置と抗力の関係は実験値にその効果を見ることはできなかった。実験の際に複数の形状、間隔の乱流遷移装置を用意すべきであった。また測定時に翼が振動したり、整流版が揺れたりするなどの不確定な要素があったことも理論値と実験値との乖離を引き起こした原因であると考えられる。

今回の実験はコクピット外殻形状の定量的な評価が主な目的であった。その観点から今回の実験値を見ると乱流遷移位置を変化させ翼厚を増した翼型(130\_60max)においても 50max と比較して最大で 0.03N(条件 normal のとき)の違いであり、これはおおよそ 10g の重量増加に等しい。このことから断面形状の最大翼厚位置や翼厚の変化がコクピットの生み出す抗力へ与える影響は大きくないと考察される。つまりパイロットの体型に合わせて翼型を変化させコクピット外殻の体積を減らし、重量を削減するように設計すればよい事がわかった。

## 6. 謝辞

この度の実験はアドバイザー教員である工学研究科電気電子情報工学専攻 尾崎先生、風洞を使用させて頂いた風洞実験室 川端先生、検力計を貸して頂いた地球総合工学専攻船舶海洋工学部 木村先生の御協力により行うことが出来ました。心より感謝申し上げます。